Ferdowsi University of Mashhad

Journal of Applied and Computational Sciences in Mechanics

Page Journal: mechanic-ferdowsi.um.ac.ir

Society of Manufacturing Engineering of Iran

Investigating the Impacts of Moving Surface on NACA 0012 Airfoil in High Speed Ratio

Research Article

H. Abolghasemi Golafshani[1], Mohammad Javad Amiri[2], E. Roohi[3]

DOI: 10.22067/JACSM.2023.77061.1124

Introduction

Since the introduction of the concept of boundary layer and its separation by Prandtl, researchers have been trying to control the boundary layer and prevent its separation. Since the flow separation starts from the boundary layer, the purpose of flow control is to control the boundary layer. Flow control is an important issue to improve the performance of flying devices. In this philosophy, flow separation is prevented by transferring energy to the boundary layer and keeping it close to the wall. A moving surface tries to do this in two ways: Minimizing the relative motion between the surface and the free stream, it prevents the initial growth of the boundary layer and injects energy into the existing boundary layer. Magnus studied the force produced by the rotation of a body moving in a fluid and used its effect to build a ship with a vertically rotating cylinder that replaced the sail, and since then this effect has been named the Magnus effect.

This research used the research geometry of Sahu et al. The speed of the moving surface is determined based on its ratio with the free flow speed and is expressed as the speed ratio. In other studies, the speed ratio for the moving surface is low. The purpose of this study is to investigate the effect of moving surfaces in high-speed ratios. We would like to investigate the effect of this increase in speed, so we increase the speed at a certain rate. Therefore, in this research, the impact of a circular cylinder on the leading edge of the NACA 0012 airfoil at the speed ratio of 5, 10, 15, and 20 on the lift and drag coefficients is investigated. This investigation is two-dimensional and K-ω SST turbulence model is employed. Moreover, according to Sahu et al., the free flow speed is 1 meter per second, the flow pressure is 101,325 Pa, the flow temperature is 298 K, and the length of the airfoil's chord is 1 meter.

2. Numerical setup

The desired airfoil is NACA 0012 with a chord length of 1 meter, and a circular cylinder with a diameter of 0.1 chord length and a distance of 0.001 chord length is placed on the leading edge of the airfoil. The mesh is structured and boundary layer network in such a way that $\boldsymbol{y}^{+}$ becomes less than one or at most one. Also, the size of the computing space in the front, top and bottom directions is considered to be 10 times the length of the chord, and at the end 20 times the chord length of the airfoil. At the rotating edge and near the surface of the airfoil, the mesh is finer due to its sensitivity and greater impact on the results. ANSYS FLUENT software was used for numerical simulation. A pressure-based solver was chosen because the Mach number was less than 0.3 and the density was constant. For the rotating part, we used mesh motion and applied the desired speeds.

3. Results

What can be seen at first glance from Figure 1 is the great impact of the moving surface placed on the airfoil's leading edge. The drag force coefficient has decreased with the increase of the speed ratio. With the increase of the speed ratio, not only the drag coefficient decreases, but also the propulsive force is created. From the speed ratio of 10 and above, the drag coefficient is negative, which indicates the creation of propulsive force. Another advantage of the moving surface, as expected, is the prevention of flow separation. By increasing the speed ratio to 20 and increasing the energy injected into the boundary layer, the flow separation has been completely prevented.

The reason for creating the propulsive force (negative drag in Figure 1-b) can be found in the contribution of the pressure drag to the total drag and drawing of the pressure coefficient on the surface. This research is done for an angle of attack of 24 degrees. As it is clear from Table 1, in the case of an airfoil without a moving surface, the pressure drag has a more dominant contribution than the frictional drag, so it is possible to ignore the frictional drag. But by using the moving surface at the leading edge of the airfoil, at a speed ratio of 5, the pressure drag significantly reduced and became less than the frictional drag. The frictional drag, however, is increased, which is the result of the increase in the speed of the boundary layer flow due to the injection of energy into the boundary layer by the moving surface. As Table 1 shows, not only is there no pressure drag, but its amount is negative, which indicates the creation of propulsive force. Although the frictional drag increases with the increase in the speed ratio, the pressure drag becomes more negative, which causes the total drag to become negative. So the propulsive force created is due to negative pressure drag.

*Manuscript received: June 6, 2022. Revised, August 17, 2022, Accepted, April 18, 2023.

[1]. MSc., Mechanical Engineering Department, Faculty of Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Iran
[2]. BSc., Mechanical Engineering Department, Faculty of Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Iran
[3]. Corresponding author.Professor, Mechanical Engineering Department, Faculty of Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Iran.
Email: e.roohi@um.ac.ir

Table 1. Total, pressure, and frictional drag coefficients

Drag type	Total drag	Pressure drag	Frictional drag
Without rotating cylinder	0.7736	0.7724	0.0012
Speed ratio of 5	0.0447	-0.0116	0.0331
Speed ratio of 10	-0.0023	-0.0734	0.0711
Speed ratio of 15	-0.0812	-0.1939	0.1127
Speed ratio of 20	-0.185	-0.342	0.157

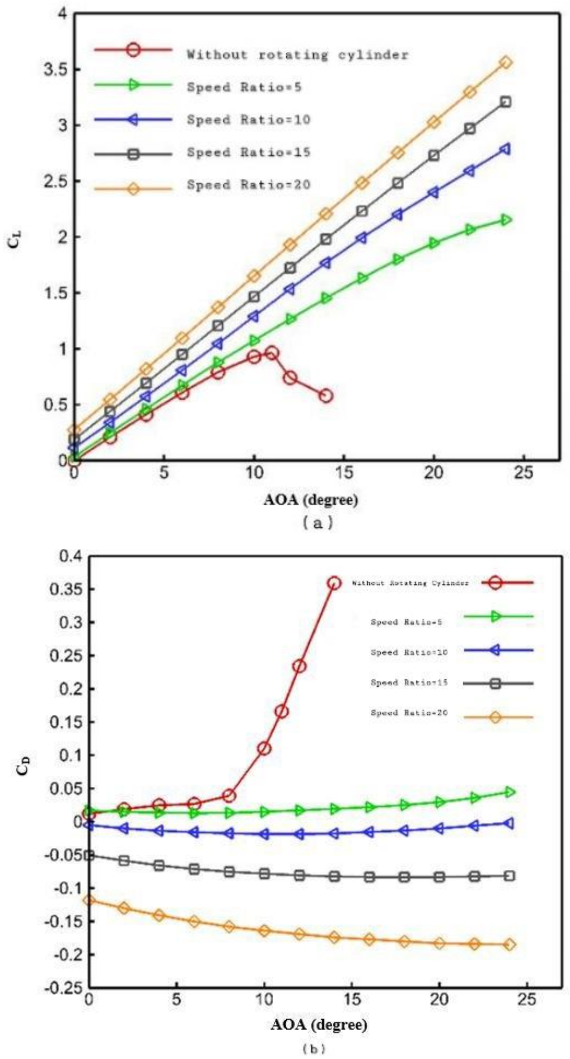


Figure 1. Lift and drag coefficients on an airfoil without a moving surface and with a moving surface at different speed ratios a) Lift coefficient b) drag coefficient

4. Conclusion

The use of a moving surface prevents flow separation and airfoil stalling. It increases lift and reduces drag. The higher the speed ratio, the better its aerodynamic effect. As the speed ratio increases, the energy injected into the boundary layer increases, and the flow separation is delayed. As a result, the back pressure caused by the separation of the flow is greatly reduced. Among the examined modes, the speed ratio of 20 at the angle of attack of 24 degrees with a drag coefficient of 3.564 and a drag coefficient of -0.185 has the most favorable aerodynamic performance.

The most crucial achievement of this research is the negative drag coefficient. The negative drag coefficient is a sign of creating a propulsive force. The source of the propulsive force created is negative pressure drag. In the high-speed ratio, the above results are obtained, and since lower speed ratios were investigated in other articles, such results have not been reported so far, and this is the main difference between the current research and previous research.

In general, it can be stated that the use of a moving surface in the form of a rotating cylinder placed at the leading edge of the NACA 0012 airfoil at high speeds has significantly improved the aerodynamic performance of the airfoil, and the moving surface itself can be used as an airplane propulsion engine.

علوم کاربردی و محاسباتی در مکانیک،۳،۳۵، ۱۴۰۲. (۷۵-۸۴)

علوم کاربردی و محاسباتی در مکانیک

http://mechanic-ferdowsi.um.ac.ir

انجمن مهندسی ساخت و تولید ایران

دانشگاه فردوسی مشهد

بررسی اثر سطح متحرک بر ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در نسبت سرعت بالا*

مقاله پژوهشی

حسن ابوالقاسمی گل‌افشانی[۱]   محمد جواد امیری[۲]   احسان روحی[۳]

DOI: 10.22067/JACSM.2023.77061.1124

چکیده طراحی و توسعه ایرفویل‌هایی با کارایی بالا برای پیشرفت صنعت هوانوردی از اهمیت اساسی برخوردار است. در زاویه‌های حمله بزرگتر، نیروی برآ بیشتر و باند پرواز کوتاه‌تر حاصل می‌شود. اما در زاویه حمله بالا، پدیده جدایش جریان رخ می‌دهد به‌طوری که بعد از زاویه واماندگی جریان به‌طور کامل از سطح بالای بال جدا شده و افت شدید برآ و افزایش پسا را به همراه دارد. در این پژوهش تلاش شده با استفاده از سطح متحرک در نسبت سرعت‌های بالا بر روی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲، از جدایش جریان جلوگیری و با افزایش نیروی برآ و کاهش نیروی پسا، عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ بهبود یابد. منظور از نسبت سرعت، نسبت سرعت سطح متحرک به سرعت جریان آزاد است. در این پژوهش از شبیه‌سازی عددی در نرم‌افزار تجاری انسیس فلوئنت و همچنین مدل آشفتگی k-ω-SST با الگوریتم حل سیمپل استفاده شده است و شبیه سازی به‌صورت دوبعدی انجام شده است. نوع گسسته‌سازی معادلات به‌صورت پیش‌فرض بوده و در ابتدا از حل‌گر فشار مبنا استفاده شده است. استفاده از سطح متحرک به‌صورت یک استوانه دوار در لبه حمله ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در نسبت سرعت‌های بالا علاوه بر جلوگیری از جدایش جریان و افزایش برآ، پسا را منفی کرده که نشان از ایجاد نیروی پیشرانش دارد. از بین تمامی حالات شبیه‌سازی شده، نسبت سرعت ۲۰ در زاویه حمله ۲۴ درجه با ضریب برآ ۳/۵۶۴ و ضریب پسا ۰/۱۸۵-، مطلوب‌ترین عملکرد آیرودینامیکی را داشته است.

واژه‌های کلیدی جدایش جریان، سطح متحرک، ناکا ۰۰۱۲، کنترل جریان، برآ، پسا.

Investigating the Effect of Moving Surface on NACA 0012 Airfoil in High Speed Ratio

Hasan Abolghasemi Golafshani   Mohammad Javad Amiri   Ehsan Rouhi

Abstract *The design and development of high-performance airfoils is essential for the development of the aviation industry. At larger angles of attack, higher lift and shorter flight bands are achieved. But at high angle of attack, the phenomenon of flow separation occurs so that after the stall angle, the flow is completely separated from the upper surface of the wing, resulting in a sharp drop in lift and drag increase. In this study, an attempt has been made to prevent the separation of flow by using the moving surface in the ratio of high velocities on NACA 0012 airfoil and to improve the aerodynamic performance of NACA 0012 airfoil by increasing the lift force and reducing the drag force. The velocity ratio means the ratio of the moving surface velocity to the free flow velocity. This research was performed by numerically in two dimensions using Ansys Fluent and k-ω-SST turbulence model with SIMPLE algorithm. The use of a moving surface in the form of a rotating cylinder at the leading edge of the NACA 0012 airfoil at a high speed ratio, in addition to preventing current separation and increasing the lift, has negatively affected the drag, which indicates its propulsive force contribution. Of all the simulated states, the velocity ratio of 20 at attack angle of 24 with a lift coefficient of 3.564 and a drag coefficient of -0.185 had the most favorable aerodynamic performance.*

Key Words Flow Separation, Moving Surface, NACA 0012, Flow control, Lift, Drag.

---

* تاریخ دریافت مقاله ۱۴۰۱/۲/۱۷ و تاریخ پذیرش آن ۱۴۰۱/۵/۸ می‌باشد.

(۱) کارشناس ارشد، گروه مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد.

(۲) کارشناس، گروه مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد.

(۳) نویسنده مسئول، استاد، گروه مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد.

Email: e.roohi@um.ac.ir

مقدمه

از زمان معرفی مفهوم لایه مرزی و نحوه جدایش آن توسط پرندل (Prandtl)، محققان در تلاش برای کنترل لایه مرزی و جلوگیری از جدایش آن می‌باشند. از آنجایی که جدایش جریان از لایه‌مرزی شروع می‌شود، پس هدف از کنترل جریان، کنترل لایه‌مرزی است. به‌دلیل مضر بودن پدیده جدایش و اتلاف زیاد انرژی، کنترل جریان یک امر مهم در جهت بهبود عملکرد وسایل پرنده است. در این فلسفه با انتقال انرژی به لایه‌مرزی و نگه داشتن آن نزدیک به دیواره با استفاده از روش‌ها و وسایلی مانند: مکش فعال ، مکش غیر فعال، دمش، ایجاده حفره در سطح، مولد گردابه، زبری، شکل دادن به لبه حمله، انتقال حرارت، برانگیختگی صوتی، پلاسما و دیواره متحرک از جدایش جریان جلوگیری می‌شود.

یک سطح متحرک تلاش می‌کند تا از دو طریق این کار را انجام دهد: با به حداقل رساندن حرکت نسبی بین سطح و جریان آزاد از رشد اولیه لایه‌مرزی جلوگیری و انرژی را به لایه‌مرزی موجود تزریق می‌کند. نیوتن احتمالا اولین کسی بود که عملکرد کنترل لایه‌مرزی را در مسیر توپ درحال چرخش مشاهده کرد، اگرچه اساس کارایی کاملا شناخته نشده بود. تقریبا ۲۰۰ سال بعد ، مگنوس (Magnus) نیروی تولید شده توسط گردش جسم در حال حرکت در سیال را مورد مطالعه قرار داد و از اثر آن برای ساخت کشتی با استوانه چرخان عمودی که جایگزین بادبان بود استفاده کرد و از آن به بعد این اثر به اثر مگنوس نام‌گذاری شده- است [1]. استفاده از اثر مگنوس در مهندسی توسط سیفرت (Seifert) خلاصه شده است [2]. گلدشتاین اصل کنترل لایه- مرزی را با استفاده از یک سیلندر چرخان در لبه جلویی یک صفحه صاف نشان داد [1].

با این حال، عملی‌ترین کاربرد یک سطح متحرک برای کنترل لایه‌مرزی توسط فاور (Favre) نشان داده شد. وی با استفاده از یک ایرفویل با سطح بالایی که توسط یک کمربند روی دو غلتک حرکت می‌کرد، توانست جدایی را به تأخیر بیاندازد تا اینکه زاویه حمله واماندگی به ۵۵ درجه بر سد، جایی که حداکثر ضریب بالابر ۳/۵ در آن محقق شده است [3].

مودی (Modi) و همکاران ویژگی‌های آیرودینامیکی تعدادی از ایرفویل‌های دارای سیلندرهای چرخان به‌عنوان سطوح متحرک را بررسی کردند. تحقیقات آنها حاکی از آن است که استفاده از یک سیلندر چرخان در لبه پیشرو می‌تواند حداکثر ضریب بالابر را تا ۲/۷۳ افزایش دهد و همچنین زاویه حمله واماندگی (Stall) را تا ۴۸ درجه به تأخیر اندازد [4,5,6].

استریکوفسکی (Strykowski) و سرینیواسن(Sreenivasan) با قرار دادن مناسب سیلندر کنترل نزدیک استوانه اصلی، جریان اطراف سیلندر دایره‌ای را مورد مطالعه قرار دادند و بیان کردند می‌توانند ریزش گرداب آن را در طیف وسیعی از عدد رینولدز بین ۴۰ تا ۱۰۰ کنترل کنند [7]. همچنین مودی یک مقاله مروری در مورد کنترل لایه‌مرزی توسط سطح متحرک بر روی ایرفویل‌ها ارائه داد و اثرات موقعیت‌های مختلف عناصر چرخاننده مورد استفاده برای تزریق انرژی به لایه‌مرزی را مقایسه کرد [1]. گارنی (Garni) و همکاران از یک سیلندر چرخان در لبه حمله ایرفویل به‌عنوان یک سطح متحرک بر روی ایرفویل ناکا ۰۰۲۴ استفاده کرده که می‌تواند ضریب برآ را از ۰/۸۵ به ۱/۶۳ افزایش دهد و زاویه واماندگی را تا حدود ۱۶۰٪ به تأخیر اندازد [8].

جریان گذشته از یک سیلندر استوانه‌ای با دو سیلندر کنترل دوار، توسط میتال (Mittal) به‌صورت عددی مورد بررسی قرار گرفت. وی تأثیر فاصله بین سیلندر اصلی و کنترلی را بررسی کرد و دریافت که این فاصله یک پارامتر مهم در بدست آوردن عملکرد بهینه سیستم کنترل جریان است [9]. همچنین پاتنایک (Patnaik) و وی (Wei) برای سرکوب گردابه‌ها در پشت یک استوانه با سطح مقطع نیم دایره‌ای از طرح تزریق ممنتم زاویه‌ای با استفاده از سطح متحرک برای یکنواخت سازی میدان سرعت استفاده کردند [10]. ساهو (Sahu) و همکاران از یک سطح چرخان واقع در قسمت جلوی یک ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ برای تزریق انرژی و ممنتم به لایه‌مرزی استفاده کردند [11]. سلیمی پور (Salimipour) و سلیمی پور به‌صورت عددی اثرات مکان- های سطح متحرک بر روی قدرت و ضریب پسا و حالت ریزش گردابه‌ها در پشت یک سیلندر دایره‌ای را با چند سرعت در جریان آرام بررسی کردند. همچنین دریافتند که برخی از سطوح متحرک ضریب پسا و نیاز کل قدرت حرکت سیستم را کاهش می‌دهند [12]. همچنین آسی (Assi) و همکاران به کنترل جریان اطراف سیلندر استوانه‌ای با استفاده از هشت استوانه مدور کوچک در اطراف سیلندر اصلی در رینولدز ۱۰۰ پرداختند [13]. سلیمی‌پور و یزدانی به بررسی و بهینه‌سازی مکان و سرعت سطح متحرک برروی ایرفویل توربین باد S809 پرداخته و تاثیر سطح متحرک

بر ضرایب برآ، پسا و توان توربین باد را بررسی کرده‌اند [14].

در پژوهش حاضر از هندسه پژوهش ساهو و همکاران [11] استفاده شده است. سرعت سطح متحرک براساس نسبت آن با سرعت جریان آزاد تعیین و با نام نسبت سرعت بیان می‌شود. در پژوهش ساهو و همکاران سطح متحرک در نسبت سرعت‌های زیر چهار بررسی شده‌است. همچنین در دیگر پژوهش‌ها نیز نسبت سرعت برای سطح متحرک پایین می‌باشد. هدف این مقاله بررسی اثر سطح متحرک در نسبت سرعت بالا است و می‌خواهیم تاثیر این افزایش سرعت را بررسی کنیم پس سرعت را با نرخ مشخصی افزایش می‌دهیم. بنابراین در این پژوهش به بررسی اثر یک استوانه مدور با قطر ۰/۱ طول وتر در لبه حمله (Leading Edge) ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در نسبت سرعت‌های ۵، ۱۰، ۱۵ و ۲۰ بر روی ضرایب برآ و پسا پرداخته شده‌است.این بررسی به‌صورت دوبعدی و عددی با مدل آشفتگی Kω-SST (Shear Stress Transport) انجام می‌شود. همچنین بر اساس پژوهش ساهو و همکاران سرعت جریان آزاد ۱ متر بر ثانیه، فشار جریان ۱۰۱۳۲۵ پاسکال، دمای جریان ۲۹۸ کلوین و طول وتر ایرفویل ۱ متر می‌باشد.

معادلات حاکم

برای شبیه‌سازی و حل عددی هر جریانی باید مشخصات جریان و معادلات مربوط به آن مشخص باشد تا شبیه‌سازی دقیق و کم هزینه انجام پذیرد. سرعت جریان آزاد ۱ متر بر ثانیه و نسبت سرعت سطح متحرک ۵، ۱۰، ۱۵ و ۲۰ می‌باشند که ماخ (Mach) جریان در همه موارد کمتر از ۰/۳ خواهد بود. پس با فرض تراکم‌ناپذیر (Incompressible) بودن و لزج بودن جریان، معادلات حاکم بر جریان که برای شبیه‌سازی کافی هستند، معادلات بقا جرم و ممنتم می‌باشد که به‌صورت زیر بیان می‌شوند :

$$\nabla.\vec{V} = 0 \quad (۱)$$

$$\rho\,\frac{\partial\vec{V}}{\partial t} + \rho\,\nabla.\left(\vec{V}\vec{V}\right) = -\nabla P + \nabla.\left(\bar{\bar{\tau}}\right) \quad (۲)$$

در معادلات بالا $\vec{V}$ بردار سرعت، P فشار استاتیکی، ρ چگالی و $\bar{\bar{\tau}}$ تانسور تنش برشی است. با توجه به اینکه جریان تراکم‌ناپذیر است و هیچگونه انتقال حرارت و چشمه حرارتی در فیزیک مساله وجود ندارد پس نیازی به معادله انرژی نخواهد بود.

همچنین مدل آشفتگی پیشنهاد شده توسط ساهو و همکاران [11]، مدل آشفتگی Kω-SST می‌باشد. مدل Kω-SST توسط منتر [15] برای ترکیب کارامد فرمول‌بندی دقیق و قوی مدل K-ω در ناحیه نزدیک دیوار با مدل K-ε مستقل از جریان آزاد در میدان دوردست، توسعه داده شده است. برای رسیدن به این منظور، مدل K-ε با فرمول‌بندی زیر به مدل K-ω تبدیل شده است:

$$\frac{\partial\kappa}{\partial\tau} + \bar{u}_j\frac{\partial\kappa}{\partial x_j} = P_k - \beta^{*}\omega\kappa + \frac{\partial}{\partial x_j}\left[(\nu + \sigma_k\nu_t)\frac{\partial\kappa}{\partial x_j}\right] \quad (۳)$$

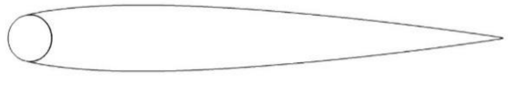
$$\frac{\partial\omega}{\partial\tau} + \bar{u}_j\frac{\partial\omega}{\partial x_j} = \alpha s^2 - \beta\omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j}\left[(\nu + \sigma_\omega\nu_t)\frac{\partial\omega}{\partial x_j}\right] + 2(1 - F_1)\frac{\sigma_{\omega 2}}{\omega}\frac{\partial\kappa}{\partial x_i}\frac{\partial\omega}{\partial x_i} \quad (۴)$$

در روابط (۳) و (۴)، k به انرژی سنتیکی آشفته اشاره می‌کند و ω به نرخ پخش ویژه اشاره می‌کند. P_k محدود کننده تولید است و F_1 تابع ترکیب است . مفهوم ضرایب و متغیرهای مختلف در منتر [15] موجود است.

حل عددی

هندسه و شبکه‌بندی

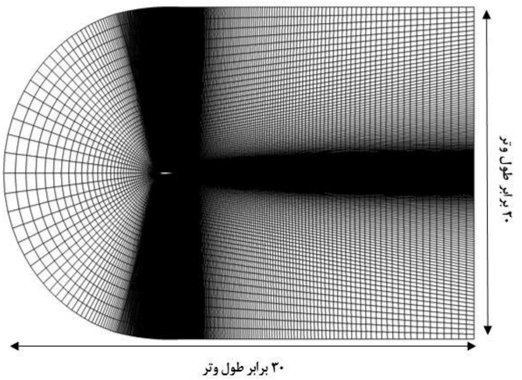
هندسه مورد نظر در این پژوهش همانند پژوهش ساهو و همکاران [11] است. بدین صورت که ایرفویل مورد نظر ناکا ۰۰۱۲ با طول وتر ۱ متر می‌باشد که در لبه حمله آن استوانه‌ای دایره‌ای شکل با قطر ۰/۱ طول وتر با فاصله ۰/۰۰۱ طول وتر، نسبت به ایرفویل قرار گرفته که در شکل (۱) نمایش داده شده-است. لازم به ذکر می‌باشد که این پژوهش به‌صورت دوبعدی انجام می‌شود.



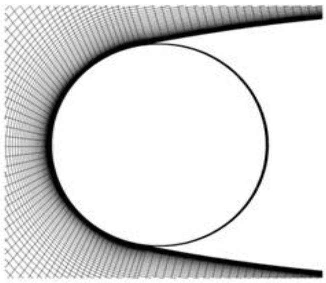
شکل ۱ هندسه ایرفویل به همراه سطح متحرک در لبه حمله

برای رسم هندسه و شبکه‌بندی از نرم‌افزار گمبیت (Menter) استفاده شده است. شبکه بندی انجام شده از نوع با

سازمان (Structured) و شبکه لایه‌مرزی به گونه‌ای است که y^+ کمتر از یک یا حداکثر یک شـــود. همچنین اندازه فضـــای محاسـباتی در راسـتای جلو، بالا و پایین به اندازه ۱۰ برابر طول وتر و در انتها به اندازه ۲۰ برابر طول وتر ایرفویل در نظر گرفته شـده اسـت. در شـکل (۲) نمای کلی از فضـای محاسـباتی، شـبکه‌بندی و نمای نزدیک از شـبکه‌بندی بر روی ایرفویل با سطح متحرک قابل مشاهده است. در لبه چرخان و نزدیک سطح ایرفویل به‌دلیل حسـاسـیت و تاثیر بیشـتر بر نتایج ، مش ریزتر شده است تا لایه مرزی با کیفیتی داشته باشیم و تغییرات نواحی چرخان را بهتر دریافت کنیم.



(الف)

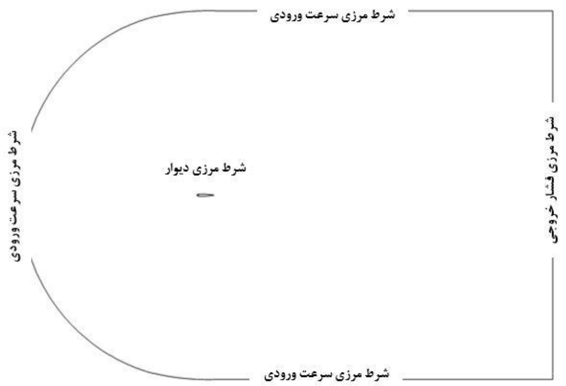


(ب)

شکل ۲ (الف) نمای کلی از فضای محاسباتی، شبکه‌بندی و (ب) نمای نزدیک از شبکه‌بندی

شرایط مرزی

در این پژوهش از سه نوع شرط مرزی (Boundary Conditions) سـرعت ورودی (Velocity Inlet)، فشـارخروجی (Pressure Outlet) و دیوار(Wall) استفاده شده که در شکل (۳) به نمایش درآمده است. در شرط مرزی سرعت ورودی، سرعت و راستای جریان ورودی تعیین می‌شود. در شرط مرزی فشار خروجی نیز مقدار فشار در مرز خروجی اعمال شده است. شرط مرزی دیوار برای سـطح ایرفویل و دیواره دایروی که نشـان‌دهنده سـطح متحرک می‌باشد، اعمال می‌شود. همچنین به سطح متحرک حول مبدأ مختصـات دوران داده می‌شـود. در شـرط مرزی دیوار هیچگونه شـار حرارتی اعمال نمی‌شـود و با اعمال شـرط عدم لغزش، سرعت بر روی دیواره نیز صفر است.



شکل ۳ شرایط مرزی

تنظیمات مدل آشفتگی

برای تنظیمات مدل آشـفتگی، تنظیمات پیش‌فرض فلوئنت برای مدل آشفتگی Kω-SST اعمال شده است.

تنظیمات حل‌گر

برای شبیه‌سازی عددی از نرم‌افزار انسیس فلوئنت (Fluent) نسخه (۱-۱۹) استفاده شده است. در ابتدا نوع حل‌گر فشار مبنا (Pressure-Based) انتخاب می‌شود چون عدد ماخ کمتر از ۰/۳ است، چگالی ثابت است و این نوع حل‌گر مناسب‌تر است. برای الگوریتم حل روش سیمپل (Simple) انتخاب شده و نوع گسسته‌سازی معادلات به‌صورت پیش‌فرض است. همچنین برای تمامی معادلات ضرایب تخفیف (Under Relaxation Factors) ۰/۲ قرار داده شده است. برای قسمت چرخان از mesh motion استفاده می‌کنیم و سرعت‌های مدنظر را اعمال می‌کنیم.

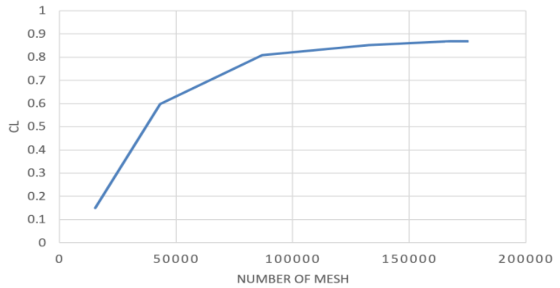
معیار همگرایی برای حل بگونه‌ای اسـت که ضـرایب برآ و پ سا در هر تکرار از حل، ثابت و یا نو سانات تکراری و م شابه داشته باشند.

نتایج

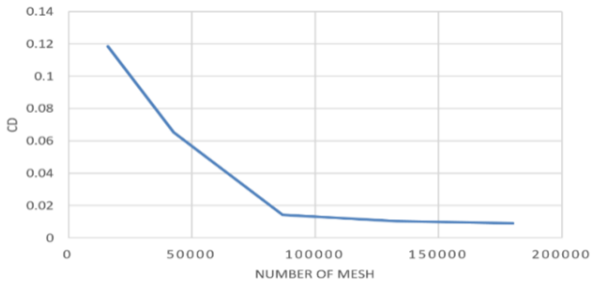
استقلال از تعداد شبکه

قبل از آنکه به شـبیه‌سـازی عددی پرداخته شـود باید از عدم

تاثیرپذیری نتایج از تعداد و ابعاد شبکه محاسباتی اطمینان حا صل شود. برای این کار، ا ستقلال نتایج برآ و پ سا از تعداد شبکه بر روی ایرفول ناکا ۰۰۱۲ در زاویه حمله ۱۰ درجه، بررسی شده است. این زاویه ، بر روی جریان اعمال خواهد شد. همانطور که از شکل (۴) مشخص است، نتایج برای تعداد شبکه 150000 به بیشتر، تغییرات چندانی ندارد پس می‌توان بیان نمود که در این تعداد از شبکه، نتایج مستقل از تعداد شبکه است.



(الف)

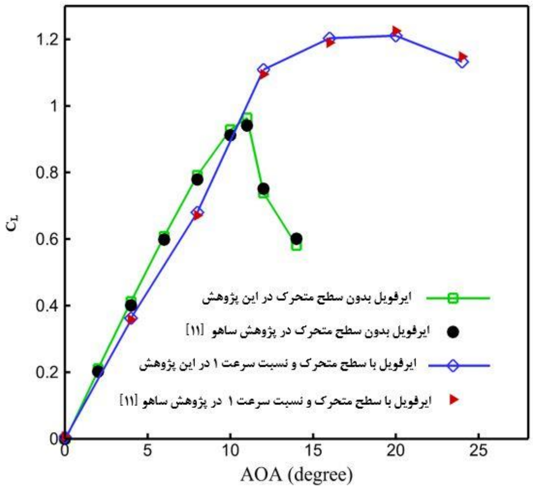


(ب)

شکل ۴ استقلال نتایج از تعداد شبکه در زاویه حمله ۱۰ درجه. (الف) ضریب برآ، (ب) ضریب پسا

اعتبارسنجی (Validation) حل عددی

برای انجام شبیه سازی با مدل آشفتگی Kω-SST، در ابتدا باید از صحت حل عددی اطمینان حاصل شود. برای انجام این کار یک اعتبار سنجی بر روی ضریب برآ برای ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ بدون سطح متحرک و اعتبارسنجی دیگری بر روی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ به همراه سطح متحرک با نسبت سرعت ۱ با نتایج ارائه شده از پژوهش ساهو و همکاران [11] انجام شده که در شکل ۶،۵ به نمایش درآمده است. شکل (۵) به خوبی، صحت حل عددی با مدل آشفتگی Kω-SST را در این پژوهش نشان می‌دهد.



شکل ۵ اعتبارسنجی با نتایج ساهو و همکاران [11] بر روی ایرفویل بدون سطح متحرک و به همراه سطح متحرک در نسبت سرعت ۱

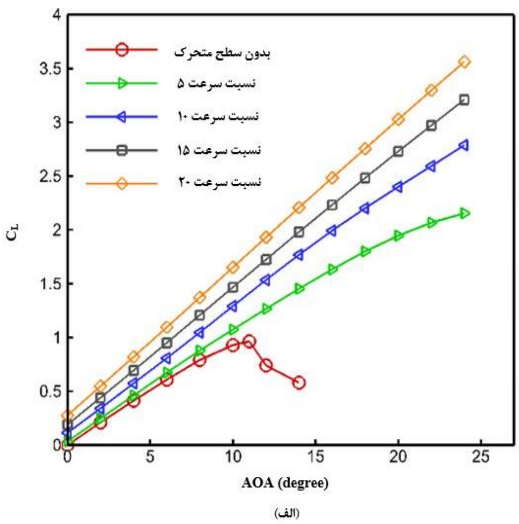
نتایج حاصل از شبیه‌سازی

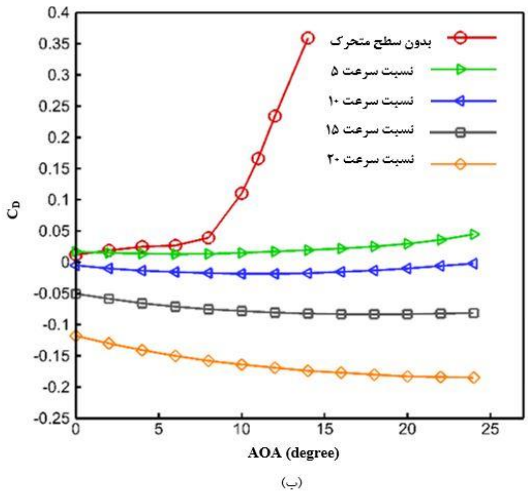
حال که از ا ستقلال نتایج ن سبت به تعداد شبکه و صحت حل عددی اطمینان حاصل شد نوبت به شبیه‌سازی ایرفویل به همراه سطح متحرک در ن سبت سرعت‌های ۵، ۱۰، ۱۵ و ۲۰ و حالت بدون سطح متحرک می‌ر سد. ضریب نیروهای برآ و پسا نسبت به زاویه حمله برای تمامی نسبت سرعت‌ها در شکل (۶-۶) آمده است.

آنچه که در نگاه اول از شکل (۶) نمایان ا ست تاثیر بسزای سطح متحرک قرار گرفته در لبه حمله ایرفویل می‌با شد. ضریب نیروی برآ با افزایش نسبت سرعت افزایش و ضریب نیروی پسا کاهش یافته است. مهم‌ترین دستاورد، در کاهش نیروی پسا می‌با شد. با افزایش ن سبت سرعت نه تنها ضریب پ سا کاهش می‌یابد بلکه نیروی پیشرانش نیز ایجاد می‌شود. از نسبت سرعت ۱۰ به بالا ضریب پ سا منفی می‌با شد که حاکی از ایجاد نیروی پیشرانش است.

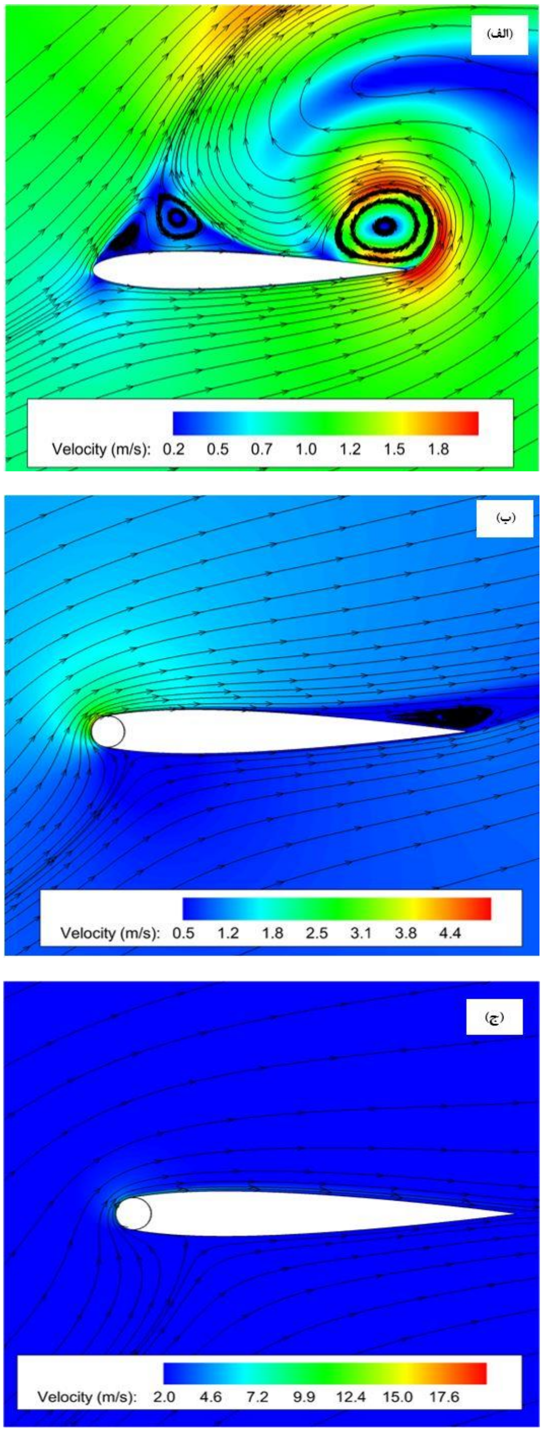
مزیت دیگر سطح متحرک همانگونه که انتظار می‌رفت، جلوگیری از جدایش جریان است. این مزیت برای زاویه حمله ۲۴ درجه در شکل (۷) مشخص است. در شکل (۷) کانتور (Contour) سرعت به همراه خطوط جریان (Streamline) در زاویه ۲۴ درجه برای ایرفویل بدون سطح متحرک و به همراه سطح متحرک در ن سبت سرعت‌های ۵ و ۲۰ به نمایش درآمده ا ست. ایرفویل بدون سطح متحرک در زاویه حمله ۲۴ درجه در حالت واماندگی قرار دارد به‌طوری که جریان کاملا از سطح

بالایی ایرفویل جدا شده است و با استفاده از سطح متحرک و افزایش نسبت سرعت، ناحیه جدایش جریان محو و از جدایش جریان جلوگیری شده‌است. دلیل این امر تزریق انرژی به لایه‌مرزی توسط سطح متحرک می‌باشد. هرچه نسبت سرعت بیشتر باشد، انرژی تزریق شده به لایه‌مرزی نیز بیشتر خواهد بود. در شکل (۷) هنگامی که نسبت سرعت ۵ می‌باشد، گرچه از جدایش جریان به میزان زیادی جلوگیری شده است اما هنوز جدایش جریان از سطح بالایی ایرفویل مشاهده می‌شود. با افزایش نسبت سرعت به ۲۰ و افزایش انرژی تزریق شده به لایه‌مرزی از جدایش جریان به‌طور کامل جلوگیری شده است.





شکل ۶ ضرایب برآ و پسا بر روی ایرفویل بدون سطح متحرک و به همراه سطح متحرک در نسبت سرعت‌های متفاوت الف) ضریب برآ ب)ضریب پسا



شکل ۷ کانتور سرعت و خطوط جریان برای زاویه حمله ۲۴ درجه: (الف) ایرفویل بدون سطح متحرک، (ب)ایرفویل به همراه سطح متحرک در نسبت سرعت ۵، (ج) ایرفویل به همراه سطح متحرک در نسبت سرعت ۲۰

همانطور که بیان شد مهم‌ترین دستاورد این پژوهش، ایجاد نیروی پیشرانش در نسبت سرعت‌های بالا می‌باشد. دلیل این امر را می‌توان در سهم پسای فشاری نسبت به پسای کل و رسم ضریب فشار بر روی سطح جست و جو کرد. این جست و جو

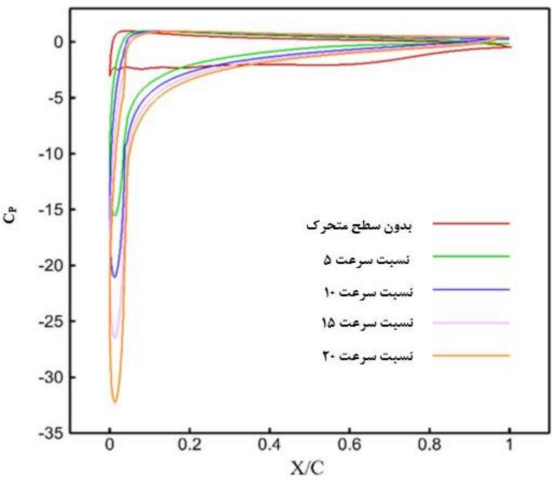
برای زاویه حمله ۲۴ درجه انجام شـــده اســـت. در جدول (۱) ضریب پسای کل و سهم پسای فشاری و اصطکاکی برای زاویه حمله ۲۴ درجه در تمامی نســـبت ســـرعت‌ها و ایرفویل بدون سـطح متحرک گزارش شـده اسـت. همانگونه که از جدول (۱) مشخص است در حالت ایرفویل بدون سطح متحرک، پسای فشـاری سـهم غالب‌تری نسـبت به پسـای اصـطکاکی دارد به گونه‌ای که می‌توان از پسای اصطکاکی در مقابل پسای فشاری صـرف نظر نمود. اما با اسـتفاده از سـطح متحرک در لبه حمله ایرفویل، در نسـبت سـرعت ۵، به میزان قابل توجهی از پسـای فشاری کاسته و کمتر از پسای اصطکاکی شده‌است. البته پسای اصـطکاکی افزایش یافته که حاصـل از افزایش سـرعت جریان لایه‌مرزی به واسـطه تزریق انرژی به لایه‌مرزی توسـط سـطح متحرک است. گرچه پسای فشاری در نسبت سرعت ۵ کاهش چشـمگیری داشـته اما همچنان میزان مثبتی می‌باشـد، در نتیجه پسای کل مثبت است. با رجوع به شکل (۷) و مشاهده کانتور سرعت در نسبت سرعت ۵، مشاهده می‌شود که گرچه به میزان قابل توجهایی از جدایش جریان جلوگیری شـــده اما همچنان جدایش جریان از ســطح بالایی ایرفویل مشـــاهده می‌شـــود. به همین دلیل در نســبت ســرعت ۵، پســای فشــاری ســهم قابل ملاحظه‌ای از پسای کل را دارد.

جدول ۱ ضریب پسا کل، فشاری و اصطکاکی در زاویه حمله ۲۴ درجه

نوع پسا	پسای کل	پسای فشاری	پسای اصطکاکی
بدون سطح متحرک	۰/۷۷۳۶	۰/۷۷۲۴	۰/۰۰۱۲
نسبت سرعت ۵	۰/۰۴۴۷	−۰/۰۱۱۶	۰/۰۳۳۱
نسبت سرعت ۱۰	−۰/۰۰۲۳	−۰/۰۷۳۴	۰/۰۷۱۱
نسبت سرعت ۱۵	−۰/۰۸۱۲	−۰/۱۹۳۹	۰/۱۱۲۷
نسبت سرعت ۲۰	−۰/۱۸۵	−۰/۳۴۲	۰/۱۵۷

در ادامه با افزایش نسبت سـرعت از جدایش جریان به‌طور کامل جلوگیری می‌شود و هماگونه در جدول (۱) گزارش شده، نتنها پسای فشاری ایجاد نمی شود بلکه میزان آن منفی بوده که نشان از ایجاد نیروی پیشرانش می‌باشد. گرچه با افزایش نسبت سـرعت پسـای اصـطکاکی افزایش می‌یابد اما پسـای فشـاری منفی‌تر شده که در مجموع باعث منفی شدن پسای کل می‌شوند. پس نیروی پیشرانش ایجاد شده ناشی از پسای فشاری منفی اسـت. دلیل افزایش پسـای اصـطکاکی همانطور که بیان شـد افزایش ســـرعت جریان لایه‌مرزی به واســـطه تزریق انرژی به لایه‌مرزی توسط سطح متحرک است.

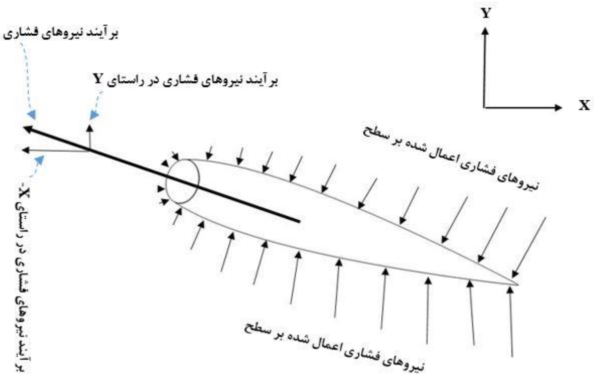
در ادامه با رسم نمودار ضریب فشار بر روی سطح ایرفویل و سطح متحرک، علت منفی شدن پسای فشاری مشخص شده است. در شکل (۸) نمودار ضریب فشار بر روی سطح برای ایرفویل بدون سطح متحرک و به همراه سطح متحرک در نسبت سرعت‌های ۵، ۱۰، ۱۵ و ۲۰ رسم شده است. همانطور که از شکل (۸) مشخص است در حالت ایرفویل با سطح متحرک، ضریب فشار در لبه حمله به شدت افت می‌کند و هرچه نسبت سرعت بیشتر باشد افت ضریب فشار نیز بیشتر خواهد بود. از طرفی ضریب فشار در اکثر نواحی دیگر افزایش می‌یابد.



شکل ۸ نمودار ضریب فشار بر روی سطح برای ایرفویل بدون سطح متحرک و به همراه سطح متحرک در نسبت سرعت‌های مختلف

شکل (۹) حالت شماتیکی از نیروهای فشاری اعمال شده بر سطح ایرفویل و برایند آنها را نشان می‌دهد. براساس شکل (۸) ضریب فشار در لبه حمله بسیار کمتر از سایر نقاط روی سطح ایرفویل می‌باشـــد پس نیروی فشـــاری در لبه حمله بســـیار کوچک‌تر از ســـایر نقاط اســـت. در نتیجه انتظار می‌رود برایند نیروهای فشاری از لبه فرار (Trailing Edge) به سمت لبه حمله باشـد که با تجزیه این بردار نیرو سـهمی از آن در راسـتای Y و ســـهمی دیگر در خلاف جهت جریان یعنی جهت X- قرار می‌گیرد. سهمی از بردار برایند نیروهای فشاری که در راستای -X است، سبب ایجاد نیروی پیشرانش می شود. پس می‌توان به این نتیجه دست یافت که کاهش فشار و ضریب فشار در لبه حمله سبب ایجاد پسای فشاری منفی می شود و هرچه نسبت

سرعت بیشتر شود افت فشار در لبه حمله بیشتر، پسای فشاری منفی‌تر و نیروی پیشرانش بیشتری ایجاد می‌شود. همچنین سهمی از بردار برایند نیروهای فشاری که در راستای Y است سبب افزایش نیروی برآ می‌شود.



شکل ۹ شماتیکی از نیروهای فشاری اعمال شده بر سطح ایرفویل و برایند آنها

نتیجه‌گیری

در این پژوهش به بررسی اثر سطح متحرک به صورت استوانه چرخشی قرار گرفته در لبه حمله ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در نسبت سرعت‌های بالا پرداخته شده است. درحالت ایرفویل بدون سطح متحرک زاویه حمله واماندگی ۱۱ درجه است و بعد از این زاویه حمله، جریان به‌طور کامل از سطح بالایی ایرفویل جدا می‌شود که در این حالت پسای فشاری سهم غالب‌تری نسبت به پسای اصطکاکی بر پسای کل دارد.

استفاده از سطح متحرک سبب جلوگیری از جدایش جریان، واماندگی ایرفویل، افزایش برآ و کاهش پسا می شود. اثر سطح متحرک در نسبت سرعت‌های مختلف متفاوت است و هرچه نسبت سرعت بیشتر باشد اثر آیرودینامیکی آن مطلوب‌تر است. با افزایش نسبت سرعت، انرژی تزریق شده به لایه‌مرزی بیشتر شده و جدایش جریان بیشتر به تأخیر می‌افتد در نتیجه پسای فشاری که ناشی از جدایش جریان است به میزان زیادی کاهش می‌یابد. از بین حالت‌های بررسی شده، نسبت سرعت ۲۰ در زاویه حمله ۲۴ درجه با ضریب برآ ۳/۵۶۴ و ضریب پسا ۰/۱۸۵-، مطلوب‌ترین عملکرد آیرودینامیکی را داشته است.

مهم‌ترین دستاورد این پژوهش در ضریب پسای منفی است. ضریب پسای منفی نشانه ایجاد نیروی پیشرانش می‌باشد. هرچه نسبت سرعت بیشتر باشد نیروی پیشرانش ایجاد شده نیز بیشتر است. منبع نیروی پیشرانش ایجاد شده پسای فشاری منفی می‌باشد. دلیل ایجاد پسای فشاری منفی، کاهش شدید فشار در لبه حمله ایرفویل می‌باشد که باعث می‌شود برایند نیروهای فشاری اعمال شده بر سطح از لبه فرار به سمت لبه حمله باشد. با تجزیه این بردار نیرو سهمی از آن در راستای Y و سهمی دیگر در خلاف جهت جریان یعنی جهت X- قرار می‌گیرد. سهمی از بردار برایند نیروهای فشاری که در راستای X- است، سبب ایجاد نیروی پیشرانش و سهمی از بردار برایند نیروهای فشاری که در راستای Y است، سبب افزایش نیروی برآ می‌شود (به شکل ۹ رجوع شود). از طرفی با افزایش نسبت سرعت، پسای اصطکاکی نیز افزایش می‌یابد که این امر به‌دلیل افزایش سرعت جریان لایه‌مرزی به واسطه تزریق انرژی توسط سطح متحرک به جریان لایه‌مرزی است. اما در مجموع به‌دلیل منفی بودن پسای فشاری، پسای کل مقداری منفی دارد که نمایانگر ایجاد نیروی پیشرانش است. در نسبت سرعت بالا، نتایج فوق حاصل شده است و از آنجایی که در سایر مقالات نسبت سرعت‌های پایین‌تر بررسی شده است، چنین نتایجی گزارش نشده است و این اختلاف اصلی میان این پژوهش با پژوهش‌های پیشین است.

در مجموع می‌توان بیان نمود که استفاده از سطح متحرک به‌صورت استوانه چرخشی قرار گرفته در لبه حمله ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در نسبت سرعت‌های بالا، عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل را به میزان چشم‌گیری بهبود بخشیده و می‌توان از خود سطح متحرک نیز به‌عنوان موتور پیشرانش هواپیما استفاده نمود.

فهرست علائم

C	وتر ایرفویل
C_D	ضریب پسا
C_L	ضریب برآ
C_P	ضریب فشار
P	فشار، Pa
X	مکان و جهت
Y	مکان و جهت
V	سرعت سیال، m/s

ρ	چگالی، kg/m^3
$\bar{\bar{\tau}}$	تانسور تنش برشی

تقدیر و تشکر

مراجع

[1] V. J. Modi, "Moving surface boundary-layer control: a review", *Journal of fluids and structures*, vol.11, no, 6, pp. 627-63, (1997).

[2] J. A. Seifert, "review of the Magnus effect in aeronautics", *Aerospace Sciences*, vol. 55, pp. 17-45, (2012).

[3] A. Favre., "Contribution à l'étude expérimentale des mouvements hydrodynamiques à deux dimensions" E. Blondel La Rougery, (1938).

[4] V. J. Modi., J. L. Sun., T. Akutsu., P. Lake, K. McMillan., P. G. Swinton, D. Mullins, "Moving-Surface Boundary-Layer Control for Aircraft Operation at High Incidence", *Journal of Aircraft*, vol. 18, no, 11, pp. 963-8, (1981).

[5] V. J. Modi., F. Mokhtarian, M. S. U. K. Fernando., T. Yokomizo., "Moving surface boundary-layer control as applied to two-dimensional airfoils", Journal of Aircraft, vol. 28, no,2: pp.104–112, (1991).

[6] V. J. Modi., E. Shih, B. Ying, T. Yokomizo, "Drag reduction of bluff bodies through momentum injection", *Journal of Aircraft*, vol. 29, no, 3, pp. 429–436. (1992).

[7] P. J. Strykowski, P. J. Sreenivasan, "On the formation and suppression of vortex ’shedding’ at low Reynolds numbers", *Fluid Mechanics*, 218, Pp. 71–107, (1990).

[8] A. Z. Al-Garni, A. M. Al-Garni, S. A. Ahemd, A. Z. Sahin, "Flow control for an aerofoil with leading edge rotation: an experimental study", *Journal of Aircraft*, vol. 37, no, 4, pp. 617–622, (2000).

[9] S. Mittal, "Control of flow past bluff bodies using rotating control cylinders", *Journal of Fluids and Structures*, vol. 15, no, 2, pp. 291-326, (2001).

[10] B. S. V. P. Patnaik, G. W. Wei, "Controlling wake turbulence", Phys Rev Lett, vol. 88, no, 5, pp. 054502-54511-054502-4, (2002).

[11] R. Sahu, B. S. V. Patnaik, "CFD simulation of momentum injection control past a streamlined body", *International Journal of Numerical Methods for Heat & Fluid Flow*, vol. 21, no,8, pp. 980-1001, (2011).

[12] E. Salimipour, A. Salimipour, "A Power minimization and vortex shedding elimination of a circular cylinder by moving surface mechanism", *Ocean Engineering*, vol. 189, P. 106408, (2019).

[13] G. R. Assi, R. M. Orselli, M. Silva-Ortega, "Control of vortex shedding from a circular cylinder surrounded by eight rotating wake-control cylinders at Re=100", *Journal of Fluids and Structures*, vol. 89, pp. 13-24, (2019).

[14] E. Salimipour, S. Yazdani, "Improvement of aerodynamic performance of an offshore wind turbine blade by moving surface mechanism", *Ocean Engineering*, vol. 195, P. 106710, (2020).

[15] F. R. Menter, M. Kuntz, R. Langtry, "Ten years of industrial experience with the SST turbulence model", *Turbulence Heat and Mass Transfer*, vol. 4, no,1, pp. 625-32, (2003).